

引用格式: 鲁麟宏, 付荣, 王勇, 等. 基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换[J]. 航空学报, 2018, 39(8): 121900. LU L H, FU R, WANG Y, et al. Mode conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2018, 39(8): 121900(in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2018.21900

基于矫正广义走廊的电动倾转旋翼机模态转换

鲁麟宏¹, 付荣¹, 王勇², 曾建平^{1,*}

1. 厦门大学 航空航天学院, 厦门 361005
2. 北京航空航天大学 无人机系统研究院, 北京 100083

摘要: 研究了基于矫正广义走廊和在线增益调度方法的电动倾转旋翼机模态转换控制问题。针对传统配平方法导致模态转换过程中时变动态特征被忽略的不足, 提出一种新的两步法配平策略, 即矫正配平工作点, 并获得矫正广义走廊, 以减小系统实际运行状态与配平工作点的偏离程度, 进而改善增益调度方法的控制效果。传统增益调度方法控制器设计工作量较大, 针对该问题设计了在线增益调度算法, 有效避免了拟合过程。对某小型电动倾转旋翼无人机(UAV)的仿真表明, 基于所提方法使得倾转旋翼机平稳、快速地完成模态转换过程; 实验数据进一步表明, 矫正后广义走廊相比于矫正前可将过渡走廊的平均跟踪误差显著减小。

关键词: 倾转旋翼机; 模态转换; 过渡走廊; 广义走廊; 矫正; 在线增益调度

中图分类号: V212.4 文献标识码: A 文章编号: 1000-6893(2018)08-121900-12

倾转旋翼机兼备直升机和固定翼飞机优点, 在军事和民用方面均有广泛应用前景^[1-6]。模态转换控制是该类飞行器的关键技术与挑战之一^[7-8], 通过模态转换可实现飞行器在低速垂直起降模态和高速巡航模态之间相互转换。模态转换时, 旋翼-机翼的气动干扰和旋翼倾转过程中的非线性及非定常气动因素, 使得传统直升机或固定翼的飞行力学分析方法可能失效^[9], 模态转换控制难度较大。

目前, 已有的模态转换控制方法可分为非线性控制方法和经典控制方法两类。王奇等提出的非线性自适应切换混合控制方法^[10], 陈仁良等提出的动态倾转操纵策略优化方法^[11], 夏青元等设计的无模型自适应控制器^[12]和 Rysdyk 等基于自适应模型逆技术的模态转换控制^[13], 杨军等通过线性分式变换并最小化闭环系统奇异值获得的鲁

棒控制器^[14], Yang 等基于模态转换阶段非线性模型和非线性最优化方法设计的控制律^[15], 孙振等提出的有限时间切换控制律^[16], Fu 等基于非线性变参数模型和 SOS(Sum of Squares) 凸优化技术设计的非线性控制器^[17], Lozano 等基于反步法设计的模态转换控制器^[18]等非线性控制方法, 有效性已得到仿真验证, 但还缺乏实际飞行测试和评估的报道^[19]。经典控制方法如 PID 控制^[20-22]和增益调度控制^[23-25], 仍然是当前工程应用中, 模态转换过程控制的主要方法^[19]。然而, 增益调度控制在倾转旋翼机模态转换中还存在不足, 如缺乏对模态转换过程动态时变因素的有效处理及控制器设计工作量较大等问题。

传统增益调度直接通过配平系统得到一系列平衡工作点, 并分别在这些工作点处线性化, 从而将对原非线性系统的跟踪控制问题转换为对各线

收稿日期: 2017-11-30; 退修日期: 2018-03-17; 录用日期: 2018-03-23; 网络出版时间: 2018-04-02 11:16
网络出版地址: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180804.html>
基金项目: 国家自然科学基金(61673325, 61374037)
* 通信作者. E-mail: jpzeng@xmu.edu.cn

性化模型的镇定控制问题^[26]。模态转换可视为对过渡走廊的跟踪问题,即对系统部分状态量的跟踪。为实现部分状态量跟踪时变过渡走廊,客观上要求系统的状态变化率不能为零(如加速度和俯仰角速度)。另一方面,当把系统镇定到平衡工作点时,系统所受合力及合力矩为零,将保持当前工作点运动状态不变。因此,模态转换时系统各状态量不能沿配平轨迹运动,这与将系统镇定到各配平工作点的目的相矛盾。当需在较短时间内完成模态转换过程时,系统实际运行状态可能与配平工作点产生较大偏离,甚至逃离配平工作点的小邻域稳定范围,致使所设计控制器性能较差甚至可能无法保证系统的稳定性^[27]。另外,当系统维数较高和选取工作点数较多时,通过增益调度方法设计控制器存在较大的工作量。

针对传统增益调度方法的上述问题,本文以基于转速控制的电动倾转旋翼机为对象,研究其模态转换控制算法。首先利用模态转换时过渡走廊及其导数信息,提出两步法配平,对原配平工作点进行矫正,并通过拟合获得矫正广义走廊。然后基于矫正广义走廊,进一步设计了在线增益调度算法。最后以某小型倾转旋翼无人机为算例进行仿真,验证在线增益调度算法的有效性和矫正广义走廊的优越性。本文对电动倾转旋翼机模态转换控制算法的研究成果,可为常规倾转旋翼机模态转换控制算法设计提供借鉴。

1 问题描述

在地面坐标系下,倾转旋翼机模态转换阶段的纵向动力学方程为^[28]

$$\begin{cases} m\dot{V}_x = F_f \cos \theta - F_g \sin \theta \\ m\dot{V}_y = F_f \sin \theta + F_g \cos \theta \\ \dot{H} = V_y \\ \dot{\theta} = q \\ I_z \dot{q} = M_z \end{cases} \quad (1)$$

式中: V_x 和 V_y 分别为水平和垂直速度; H 为高度; θ 为俯仰角; q 为俯仰角速度; m 为飞行器质量; I_z 为俯仰转动惯量; M_z 为俯仰力矩; F_f 和 F_g 分别为飞行器所受合力在机体轴系里沿坐标轴分解得到的前向力和重力。

常规倾转旋翼机,如美国的 XV-15 和鱼鹰 V-22,通常在旋翼下方安装有自动倾斜器,在模

态转换过程中,控制量存在桨距、油门及气动舵面的综合控制。而本文研究的电动倾转旋翼机采用电机控制旋翼转速且没有自动倾斜器装置,因而控制量仅为旋翼转速/油门和气动舵面。

设电动倾转旋翼机短舱倾角为 τ ,升降舵偏转角 δ_z 和油门中值 δ_p 为控制量。当短舱倾转时,飞行器力学特性 (F_f, F_g, M_z) 与 $(V_x, V_y, H, \theta, q, \delta_z, \delta_p, \tau)$ 具有复杂的非线性函数关系。将式(1)写成状态方程:

$$\dot{\xi} = f(\xi, \eta, \tau) = \begin{bmatrix} (F_f(\xi, \eta, \tau) \cos \theta - F_g(\xi, \eta, \tau) \sin \theta) / m \\ (F_f(\xi, \eta, \tau) \sin \theta + F_g(\xi, \eta, \tau) \cos \theta) / m \\ V_y \\ q \\ M_z(\xi, \eta, \tau) / I_z \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: $\xi = [V_x \ V_y \ H \ \theta \ q]^T$ 为状态向量; $\eta = [\delta_z \ \delta_p]^T$ 为控制输入。

模态转换时,电动倾转旋翼机短舱倾角的倾转模式需预先确定,记短舱倾转律为 $r(t), t \in [t_0, t_{end}]$, t_0 和 t_{end} 分别为模态转换的开始和结束时刻, $r(t)$ 为单调的连续函数,则 t 时刻对应的短舱倾转角 $\tau = r(t)$ 。对于不同的倾转旋翼机,可根据其结构特点和短舱倾转电机性能设计合适的倾转律,有利于平稳安全地完成模态转换。

给定模态转换阶段倾转律 $r(t)$, 设不同短舱倾角所对应的期望飞行速度和高度为 $(V_x^*(\tau), V_y^*(\tau), H^*(\tau))$, 为便于讨论,本文采用如下定义:

定义 1 电动倾转旋翼机过渡走廊 (Conversion Corridor) 为

$$\begin{cases} \mathcal{S}_{cc}(\tau) := [V_x^*(\tau) \ V_y^*(\tau) \ H^*(\tau)]^T \\ r(t_0) = \tau_0 \leq \tau \leq \tau_{end} = r(t_{end}) \end{cases} \quad (3)$$

倾转旋翼机模态转换时,过渡走廊存在安全区域,即短舱倾角所对应的期望飞行速度和高度需控制在相应的安全合适范围内,以保证其能够根据所设计的倾转律和期望飞行速度及高度,安全完成模态转换。另外,可结合仿真和实际飞行实验,优选过渡走廊,以降低模态转换控制难度,提高安全性和平稳性。

本文考虑如下模态转换控制问题:

问题 1 根据短舱倾转律 $r(t)$ 和过渡走廊

$S_{cc}(\tau)$, 对系统式(2)设计状态反馈控制器, 使电动倾转旋翼机飞行速度和高度跟踪 $S_{cc}(\tau)$ 。

问题 1 为对系统式(2)部分状态量的跟踪问题, 不便于直接基于增益调度方法进行状态反馈控制器设计。因此, 需要把问题 1 转化为对系统全部状态量的跟踪问题。通常做法为根据倾转律 $r(t)$ 及过渡走廊 $S_{cc}(\tau)$, 对系统式(2)进行配平, 得到一系列与短舱倾角 τ 对应的工作点 $(\xi^*(\tau), \eta^*(\tau))$, 然后拟合即可得到全部状态量的跟踪轨迹和参考控制输入。

记配平状态为

$$\xi^*(\tau) = [V_x^*(\tau) \quad V_y^*(\tau) \quad H^*(\tau) \quad \theta^*(\tau) \quad q^*(\tau)]^T$$

配平输入为

$$\eta^*(\tau) = [\delta_z^*(\tau) \quad \delta_p^*(\tau)]^T$$

则有如下定义:

定义 2 称电动倾转旋翼机广义走廊 (Generalized Corridor) 为

$$\begin{cases} S_{gc}(\tau) := \xi^*(\tau) = [S_{cc}^T(\tau) \quad \theta^*(\tau) \quad q^*(\tau)]^T \\ \tau_0 \leq \tau \leq \tau_{end} \end{cases}$$

其广义走廊对应的参考控制输入 (Nominal Control Input) 记为

$$\eta_{gc}(\tau) := \eta^*(\tau) \quad \tau_0 \leq \tau \leq \tau_{end}$$

则电动倾转旋翼机的模态转换控制问题转化为如下状态跟踪问题:

问题 2 根据倾转律 $r(t)$ 、广义走廊 $S_{gc}(\tau)$ 和对应参考控制输入 $\eta_{gc}(\tau)$, 对系统式(2)设计状态反馈控制器, 使电动倾转旋翼机状态 ξ 跟踪 $S_{gc}(\tau)$ 。

问题 2 即为对系统全部状态量的跟踪问题, 通过在各配平工作点线性化系统式(2)并设计状态反馈镇定控制器, 根据短舱倾角实时调度控制增益, 使系统式(2)沿各工作点运行, 即可控制电动倾转旋翼机按给定倾转律和过渡走廊完成模态转换。由问题 1 可知, 为实现电动倾转旋翼机飞行速度和高度跟踪时过渡走廊, 要求系统式(2)部分状态量变化率不为零。而基于增益调度方法, 原问题被转化为各配平工作点的镇定问题, 这意味着飞行器所受合力及合力矩处于配平状态, 系统将停在某一工作点“不动”。故模态转换时系统不可实时运行在各配平工作点, 为解决这一矛盾, 本文利用已知的过渡走廊及其导数信息, 提出

一种两步法配平策略, 对配平工作点进行矫正, 并拟合获得矫正广义走廊和参考控制输入。

2 电动倾转旋翼机模态转换控制

2.1 鲁棒增益调度控制

记状态跟踪误差 $x = \xi - S_{gc}(\tau)$, 控制增量 $u = \eta - \eta_{gc}(\tau)$, 则偏差系统为

$$\dot{x} = f(x + S_{gc}(\tau), u + \eta_{gc}(\tau), \tau) - f(S_{gc}(\tau), \eta_{gc}(\tau), \tau) \quad (4)$$

这样, 问题 2 可转化为对偏差系统式(4)的镇定问题。系统式(4)是非线性变参数系统, 可采用增益调度方法进行控制器设计。给定短舱倾角 τ , 对系统式(4)在原点 (x_c, u_c) 线性化得

$$\dot{x} = (A_\tau + \Delta A_\tau)x + (B_\tau + \Delta B_\tau)u \quad (5)$$

式中: (A_τ, B_τ) 为雅克比矩阵; $(\Delta A_\tau, \Delta B_\tau)$ 为线性化舍弃的高阶项。

在配平点邻域内, 假定 $(\Delta A_\tau, \Delta B_\tau)$ 范数有界, 且可表示为

$$[\Delta A_\tau \quad \Delta B_\tau] = H\Sigma[F_A \quad F_B]$$

式中: H, F_A 和 F_B 为已知适维矩阵, 反映模型误差的结构信息; Σ 为适维不确定矩阵, 不失一般性可假设其满足 $\Sigma^T \Sigma \leq I$ 。

给定一系列短舱倾角 τ , 分别设计鲁棒镇定器控制 K_τ 。以短舱倾角 τ 为调度参数实时切换 K_τ , 即可得到电动倾转旋翼机模态转换阶段的控制器。进一步, 对某一短舱倾角 τ 对应的线性不确定系统式(5), 易知式(5)的一个鲁棒镇定控制器可由如下线性矩阵不等式求解^[29]:

$$\begin{bmatrix} A_\tau X + X A_\tau^T + B_\tau W + W^T B_\tau^T & \varepsilon H & (F_A X + F_B W)^T \\ * & -\varepsilon I & 0 \\ * & * & -\varepsilon I \end{bmatrix} < 0 \quad (6)$$

式中: ε 为待求标量, 满足 $\varepsilon > 0$; X 为适维对称正定矩阵; W 为普通适维矩阵。若线性矩阵不等式(6)有解, 则所求控制器为 $K_\tau = WX^{-1}$ 。

2.2 矫正广义走廊

问题 1 转化为问题 2 时, 广义走廊和参考控制输入可通过配平方法得到。记待配平系统动态为 \mathcal{L} , 系统阶数为 n , 控制输入个数为 m , 配平时系统状态和控制输入的配平参考值分别记为

$$\begin{cases} \tilde{\xi} = [\tilde{\xi}_1 & \tilde{\xi}_2 & \cdots & \tilde{\xi}_i]^T & i = 1, 2, \dots, n \\ \tilde{\eta} = [\tilde{\eta}_1 & \tilde{\eta}_2 & \cdots & \tilde{\eta}_j]^T & j = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (7)$$

且记列向量

$$\begin{cases} \Phi = [\phi_1 & \phi_1 & \cdots & \phi_i]^T & i = 1, 2, \dots, n \\ \Psi = [\varphi_1 & \varphi_2 & \cdots & \varphi_j]^T & j = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (8)$$

表示对系统状态和控制输入的配平要求： $\phi_i = 1$ 表示要求配平所得状态量 ξ_i^* 与配平参考值 $\tilde{\xi}_i$ 相等， $\phi_i = 0$ 表示 ξ_i^* 为一满足配平方程的可行解即可； $\phi_j = 1$ 表示要求配平所得控制输入 η_j^* 与配平参考值 $\tilde{\eta}_j$ 相等， $\phi_j = 0$ 表示 η_j^* 为一满足配平方程的可行解即可。配平方程记为

$$\mathcal{L}(\xi^*, \eta^*) = 0 \quad (9)$$

由配平方程式(9)所得配平结果满足：

$$\begin{cases} \xi_i^* \phi_i = \tilde{\xi}_i \phi_i \\ \eta_j^* \phi_j = \tilde{\eta}_j \phi_j \end{cases} \quad (10)$$

传统配平方法直接把待配平系统动态取作被控系统来获得配平工作点。取待配平系统 \mathcal{L} 为电动倾转旋翼机纵向动力学方程式(2)，给定某一倾转角 τ ，并要求飞行器的飞行速度和高度与过渡走廊相等，而俯仰角、俯仰角速度以及控制输入为满足配平方程的可行值。此时

$$\begin{cases} \Phi = [1 & 1 & 1 & 0 & 0]^T \\ \Psi = [0 & 0]^T \end{cases} \quad (11)$$

求解配平方程式(9)即可得到 $\xi^*(\tau)$ 、 $\eta^*(\tau)$ ，并记广义走廊 $S_{gc}(\tau) = \xi^*(\tau)$ ，参考控制输入 $\eta_{gc}(\tau) = \eta^*(\tau)$ ，由于

$$\mathcal{L} = f(\xi, \eta, \tau) \quad (12)$$

则有

$$f(S_{gc}(\tau), \eta_{gc}(\tau), \tau) \equiv 0 \quad (13)$$

式(13)表明，根据传统配平方法得到的模态转换工作点是飞行器在某一短舱倾角不变时的平衡点，而完成模态转换需要飞行器实时改变短舱倾角，并运行在非平衡态，从而实现飞行速度和高度跟踪时变过渡走廊。因此，根据传统配平方法获得的工作点不适合直接基于增益调度方法进行控制器设计。考虑到模态转换问题的特殊性，其过渡走廊所蕴含动态信息 $\dot{S}_{cc}^T(\tau)$ 已知，利用该信息预先估计飞行器模态转换过程中各状态量可能需要的变化率，然后对系统重新进行配平，即可矫正原配平工作点，使得矫正后的工作点为飞行器在某一短舱倾角不变时的非平衡点。

记电动倾转旋翼机完成模态转换过程中各状态量实际的变化率为 $v(t)$ ，则有

$$f(\xi, \eta, \tau) = v(t) \neq 0 \quad (14)$$

最佳工作点 $(S_{gc}^{best}(\tau), \eta_{gc}^{best}(\tau))$ 满足

$$f(S_{gc}^{best}(\tau), \eta_{gc}^{best}(\tau), \tau) = v(t) \quad (15)$$

式(15)表明，最佳工作点即为飞行器模态转换过程中实际的状态运动轨迹和控制输入。基于最佳工作点进行增益调度控制器设计时，能够最大程度减小线性化方法所带来的模型误差，使得系统实际运行状态不会逃离配平工作点的某个小邻域范围，保证所设计控制器的有效性和良好的控制性能。由于模态转换过程的复杂性如参数摄动以及外扰作用等不确定性因素，使得变化率 $v(t)$ 的准确获取十分困难。基于过渡走廊动态信息 $(\dot{S}_{cc}^T(\tau))$ ，设计两步法配平策略，可获得对 $v(t)$ 的一个估计 $\hat{v}(t)$ 。

阶段 a 根据过渡走廊动态，取

$$\hat{v}^a(t) := \left[\frac{dS_{cc}^T(\tau)}{d\tau} \cdot \tau \quad 0 \quad 0 \right]^T \quad (16)$$

为阶段 a 对 $v(t)$ 的估计，待配平系统取为

$$\mathcal{L} = f(\xi, \eta, \tau) - \hat{v}^a(t) \quad (17)$$

给定某一倾转角 τ ，并要求飞行器的飞行速度和高度与过渡走廊相等，而俯仰角、俯仰角速率以及控制输入为满足配平方程的可行值。此时

$$\begin{cases} \Phi = [1 & 1 & 1 & 0 & 0]^T \\ \Psi = [0 & 0]^T \end{cases} \quad (18)$$

根据配平方程式(9)进行配平，并记阶段 a 广义走廊 $S_{gc}^a(\tau) = \xi^*(\tau)$ ，阶段 a 参考控制输入 $\eta_{gc}^a(\tau) = \eta^*(\tau)$ ，则有

$$f(S_{gc}^a(\tau), \eta_{gc}^a(\tau), \tau) - \hat{v}^a(t) \equiv 0 \quad (19)$$

阶段 a 配平所得广义走廊和参考输入蕴含过渡走廊的动态信息，进而基于增益调度方法设计控制器时，所用工作点 $(\xi^*(\tau), \eta^*(\tau))$ 得到一定程度矫正，不再使得系统处于平衡状态，但阶段 a 工作点的矫正过程未考虑俯仰角及俯仰角速度的变化率信息，故在阶段 a 后增加阶段 b。

阶段 b 基于阶段 a 配平结果，拟合各工作点俯仰角的配平值即可得到俯仰角参考轨迹，对其求一阶和二阶导数作为阶段 b 矫正过程的系统动态信息，即令

$$\mathbf{v}^b(t) := \left[\frac{d\mathbf{S}_{cc}^T(\tau)}{d\tau} \cdot \frac{d\theta^a(\tau)}{d\tau} \cdot \frac{d\theta^b(\tau)}{d\tau} \right]^T \quad (20)$$

为阶段 b 对 $\mathbf{v}(t)$ 的估计,其中 $\theta^a(\tau)$ 为阶段 a 配平拟合得到的俯仰角参考轨迹,待配平系统取为 $\mathcal{L} = f(\xi, \eta, \tau) - \hat{\mathbf{v}}^b(t)$ (21)

给定某一倾转角 τ ,并要求飞行器的飞行速度和高度与过渡走廊相等,同时要求俯仰角与阶段 a 配平结果 $\theta^a(\tau)$ 相等,而俯仰角速率以及控制输入为满足配平方程的可行值。此时

$$\begin{cases} \Phi = [1 & 1 & 1 & 1 & 0]^T \\ \Psi = [0 & 0]^T \end{cases} \quad (22)$$

根据配平方程式(9)进行配平,并记阶段 b 广义走廊 $\mathbf{S}_{gc}^b(\tau) = \xi^*(\tau)$,阶段 b 参考控制输入 $\boldsymbol{\eta}_{gc}^b(\tau) = \boldsymbol{\eta}^*(\tau)$,则有

$$f(\mathbf{S}_{gc}^b(\tau), \boldsymbol{\eta}_{gc}^b(\tau), \tau) - \hat{\mathbf{v}}^b(t) \equiv \mathbf{0} \quad (23)$$

由阶段 a 和阶段 b 所组成的两步法配平策略,利用了过渡走廊的动态信息,预先估计模态转换过程各状态量所需变化率,由此对原配平工作点进行了矫正,可得到更为合理的广义走廊和参考控制输入。进一步,令矫正广义走廊为 $\mathbf{S}'_{gc}(\tau) = \mathbf{S}_{gc}^b(\tau)$,矫正参考输入为 $\boldsymbol{\eta}'_{gc}(\tau) = \boldsymbol{\eta}_{gc}^b(\tau)$,则满足式(24)的问题 2 更易于用增益调度求解:

$$f(\mathbf{S}'_{gc}(\tau), \boldsymbol{\eta}'_{gc}(\tau), \tau) = \hat{\mathbf{v}}^b(t) \quad (24)$$

注记 1 在不考虑外扰和参数摄动的理想条件下,矫正后的广义走廊和参考控制输入更接近电动倾转旋翼机进行模态转换时的状态运动轨迹和控制输入,跟踪矫正后的广义走廊更为合理;当在工作点通过线性化方法简化原系统模型时,基于矫正后的工作点可提高线性化模型相对于原系统的近似程度,有利于提高控制器的稳定性和跟踪性能。

注记 2 倾转旋翼机模态转换是一个动态时变的运动过程,理论上,矫正配平时需考虑系统全部状态量配平值的动态信息。不幸的是,模态转换时其强非线性、强时变、强耦合气动力学特性,使得各状态量配平值动态信息难以精确计算。故提出两步法配平策略,首先利用过渡走廊计算出水平、垂直速度及高度配平值动态信息,并在阶段 a 使用,以矫正俯仰角配平值并估计俯仰角配平值和俯仰角速度配平值的动态信息;然后在阶段 b 对俯仰角速度配平值和参考控制输入进行矫正。

2.3 在线增益调度算法

传统增益调度方法在控制器设计时往往伴随较大工作量:全局控制器拟合随系统维数和选取工作点数的增加而变得繁琐;同时一旦对调度方案进行调整,就需要重新求解和拟合控制器,灵活性较差。增益调度的目的是根据调度参数来实时调整当前控制增益,以实现控制目标。考虑以线性矩阵不等式(6)作为求解各工作点控制器的通用条件,根据调度参数实时在线计算当前系统所需的控制增益,即可实现在线调整控制增益。算法流程如图 1 所示。

注记 3 求解问题 2,也可在线性变参数(Linear Parameter Varying, LPV)框架下处理模型并进行控制器设计^[30]。当基于增益调度求解问题 2 时,单点控制器的设计可考虑外扰作用下的 H_∞ 问题^[31]。基于在线算法实时切换控制增

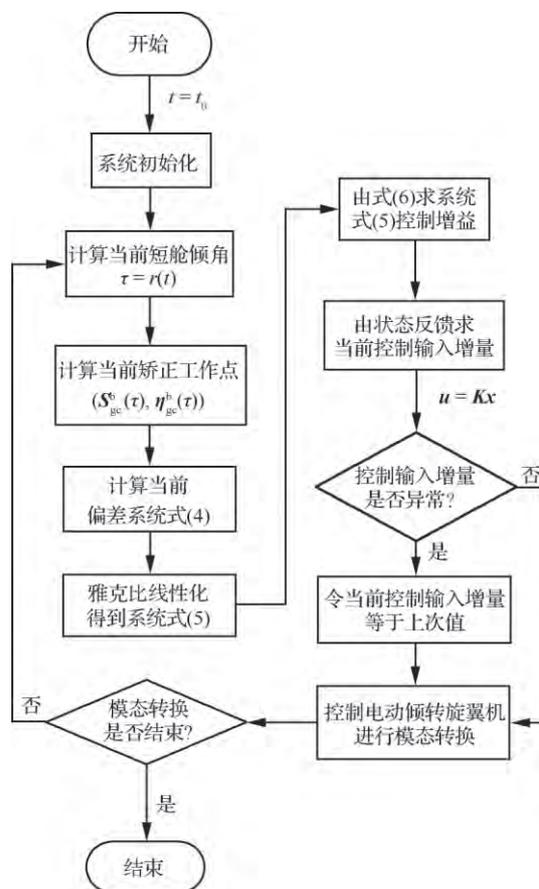


图 1 在线增益调度算法流程

Fig. 1 Flowchart of online gain-scheduling algorithm

益可能引起控制量跳变,工程上一般会采取平滑过渡的方式来处理^[32]。

3 某倾转旋翼无人机仿真实验

以某倾转旋翼无人机^[28](Unmanned Aerial Vehicle, UAV)为算例进行仿真,验证本文控制方法的有效性。如图2所示, $O_t x_t y_t z_t$ 为飞行器的机体轴系坐标系, x_t 沿机头方向, y_t 沿机体纵轴方向并与 x_t 垂直,该飞行器通过在固定翼飞机机翼内侧安装可倾转的栅板和旋翼,并通过栅板的倾转来改变旋翼的短舱倾角,从而改变其飞行模式。

在模态转换阶段,飞行器所受力由3部分构成,分别是机体气动力与重力 F_j 、旋翼拉力 F_X 以及栅板气动力 F_S , 对应的力矩分别为 M_j 、 M_X 、 M_S 。在机体轴系下进行力和力矩分解,求得纵向动力学方程式(1)的前向力、重向力和俯仰力矩为

$$\begin{cases} F_f = F_{xTJ} + F_{xtX} + F_{xtS} \\ F_g = F_{yTJ} + F_{ytX} + F_{ytS} \\ M_z = M_{zJ} + M_{zX} + M_{zS} \end{cases} \quad (25)$$

式中: F_j 沿机体轴系的分力 F_{xTJ} 和 F_{yTJ} 及对应的力矩 M_{zJ} 分别为

$$\begin{cases} F_{xTJ} = -Q \cos\left(\theta - \arctan \frac{V_y}{V_x}\right) + \\ \quad L \sin\left(\theta - \arctan \frac{V_y}{V_x}\right) - mg \sin \theta \\ F_{yTJ} = Q \sin\left(\theta - \arctan \frac{V_y}{V_x}\right) + \\ \quad L \cos\left(\theta - \arctan \frac{V_y}{V_x}\right) - mg \cos \theta \\ M_{zJ} = -\left(\frac{1}{2} \rho (V_x^2 + V_y^2)\right) \frac{S}{2} b_A C_m \end{cases} \quad (26)$$

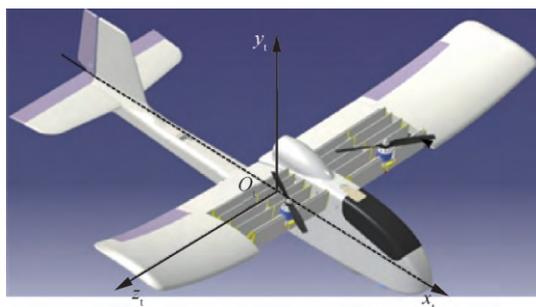


图2 无人倾转旋翼机机体轴
Fig.2 Body axis of tilt rotor UAV

式中: g 为重力加速度; ρ 为给定高度的大气密度; S 为机翼面积; C_m 为机体俯仰力矩系数; b_A 为平均气动弦长。记 C_D 、 C_L 分别为机体对应的阻力系数和升力系数,则机体阻力 Q 和机体升力 L 为

$$\begin{cases} Q = \frac{1}{2} \rho (V_x^2 + V_y^2) \frac{S}{2} C_D \\ L = \frac{1}{2} \rho (V_x^2 + V_y^2) \frac{S}{2} C_L \end{cases} \quad (27)$$

旋翼拉力 F_X 沿机体轴系的分力 F_{xtX} 和 F_{ytX} 及对应的应力矩 M_{zx} 分别为

$$\begin{cases} F_{xtX} = 2T \cos \tau \\ F_{ytX} = 2T \sin \tau \\ M_{zx} = -2y_T T \cos \tau \end{cases} \quad (28)$$

式中: $T = 14.75 \delta_p - 0.819$, T 为一侧旋翼产生的拉力; y_T 为旋翼拉力作用点相对重心的垂向位置。

栅板气动力和力矩计算与机体气动力和力矩相似,限于篇幅不再列出。式(25)~式(28)中,倾转旋翼无人机基本参数如表1所示。

表1 某倾转旋翼无人机基本参数

Table 1 Basic parameters of a tilt rotor UAV

变量	数值
m/kg	2
b_A/m	0.21
$I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.051 4
S/m^2	0.233
y_T/m	0.055
$\rho/(\text{kg} \cdot \text{m}^{-3})$	1.225

对上述倾转旋翼无人机在定高条件下进行由直升机模态向固定翼模态转换的仿真实验,倾转律 $r(t)$ 如图3所示。过渡走廊 $S_{cc}(\tau)$ 为: $V_y^*(\tau) \equiv 0 \text{ m/s}$, $H^*(\tau) \equiv 20 \text{ m}$, $V_x^*(\tau)$ 如图4所示。模态转换初始条件为: $\tilde{x}_0 = [23.5 \text{ m/s} \ 0 \text{ m/s} \ 20 \text{ m} \ 0.048 \text{ rad} \ 0 \text{ rad/s}]^T$ 。

基于矫正前广义走廊及参考控制输入,分别采用传统和在线增益调度方法求解问题2。其中,按 $\tau = \{0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ, 25^\circ, 30^\circ, 35^\circ, 40^\circ, 45^\circ, 50^\circ, 55^\circ, 60^\circ, 65^\circ, 70^\circ, 75^\circ, 76^\circ\}$ 这17个工作点设计控制器拟合得到传统增益调度的模态转换控制器,仿真如图5所示。

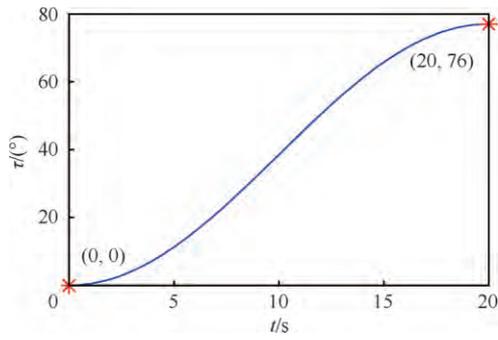


图3 某倾转旋翼无人机倾转律
Fig. 3 Tilting law of a tilt rotor UAV

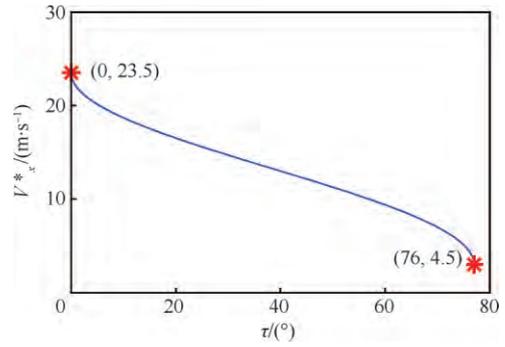


图4 水平速度参考轨迹
Fig. 4 Reference trajectory of horizontal velocity

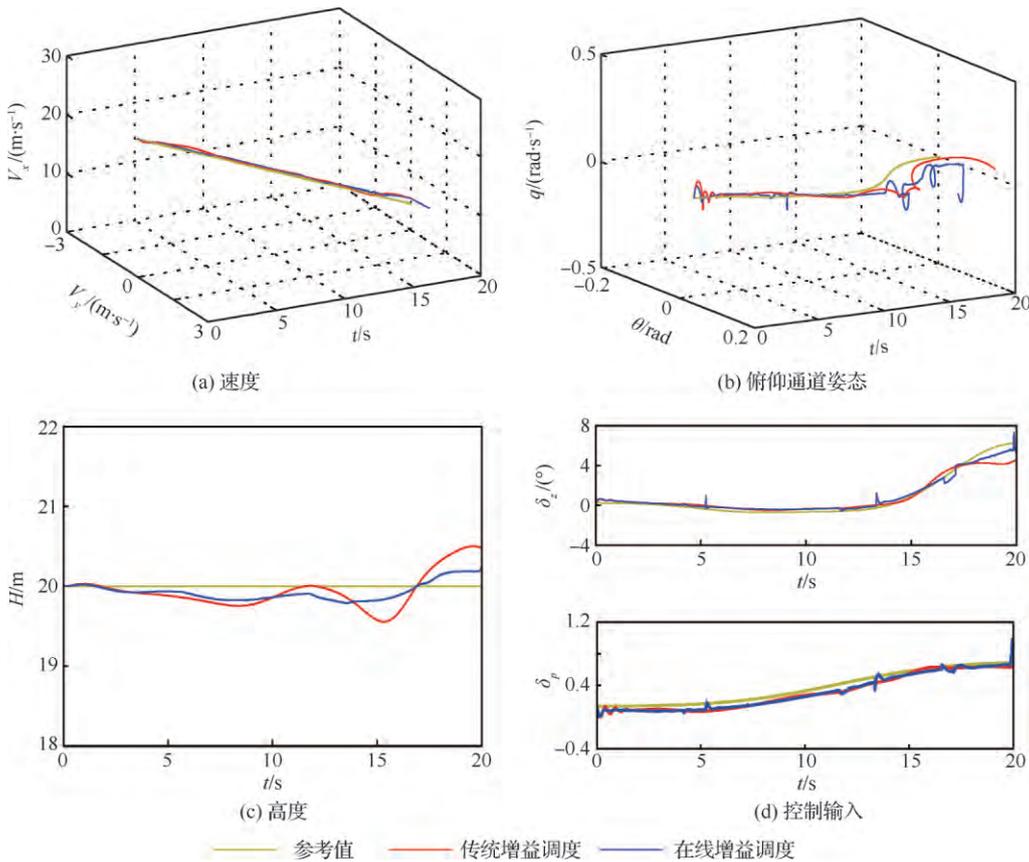


图5 传统与在线增益调度对比

Fig. 5 Traditional vs online gain-scheduling

由图5可知,在线增益调度方法能够控制倾转旋翼无人机以较小误差跟踪速度和高度给定值,成功完成模态转换,即在线算法具有可行性。进一步,基于在线增益调度方法,对比广义走廊矫正前和矫正后的控制效果,仿真如图6所示。

由图6可知,基于矫正后的广义走廊,倾转旋翼无人机模态转换时,过渡走廊的跟踪误差得到

有效减小。进一步,缩短模态转换时间,对比矫正前和矫正后广义走廊对控制效果的影响。记 $\Delta V_{x\max}$ 、 $\Delta V_{y\max}$ 、 ΔH_{\max} 分别为水平速度,竖直速度及高度的最大跟踪误差,定义误差因子 ρ_e 为

$$\rho_e = \frac{1}{3} \left(\frac{\Delta V_{x\max}^{Ct}}{\Delta V_{x\max}^{Uct}} + \frac{\Delta V_{y\max}^{Ct}}{\Delta V_{y\max}^{Uct}} + \frac{\Delta H_{\max}^{Ct}}{\Delta H_{\max}^{Uct}} \right) \times 100\% \quad (29)$$

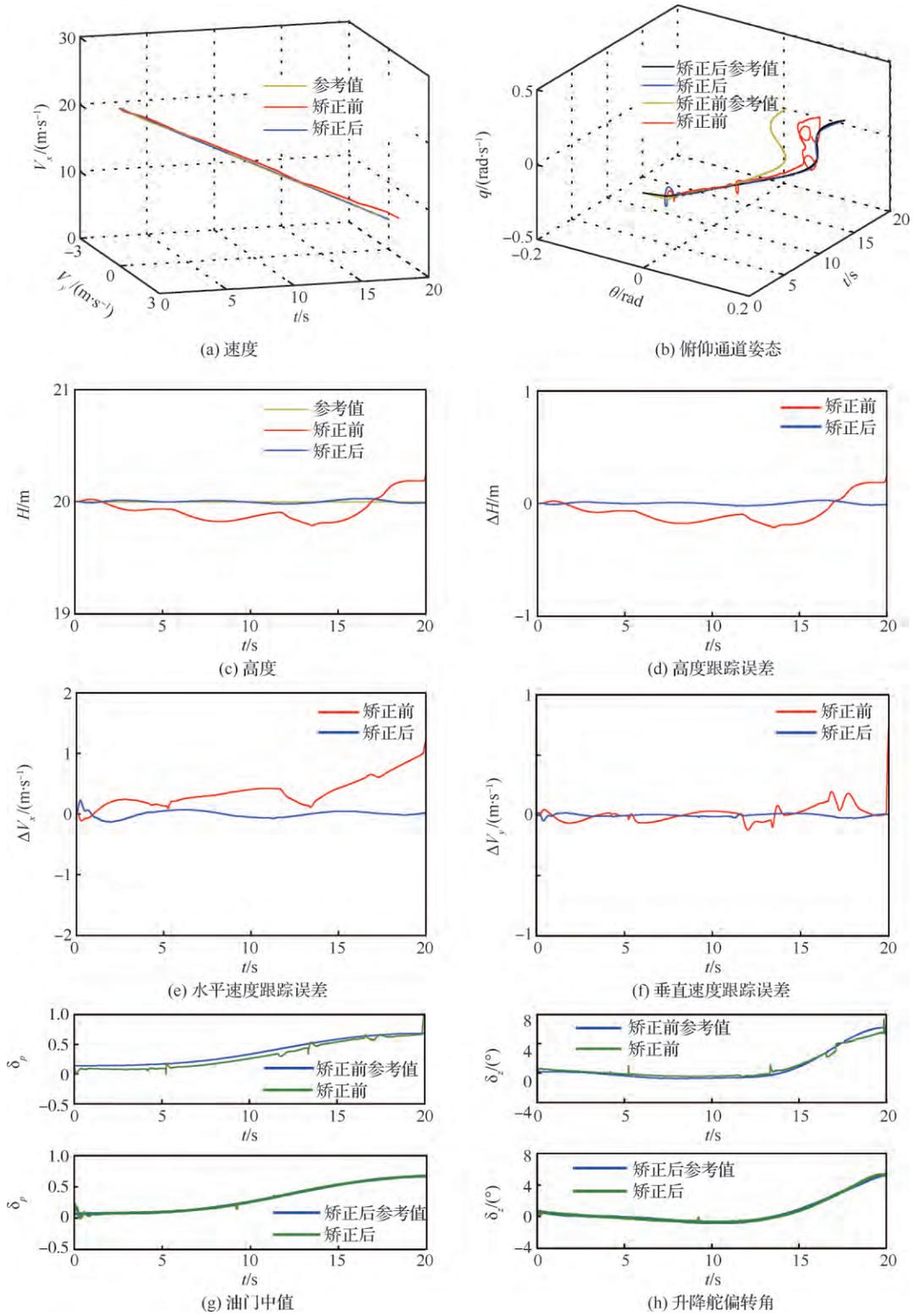


图 6 矫正前与矫正后广义走廊对比

Fig. 6 Comparison of uncorrected generalized corridor and corrected generalized corridor

ρ_e 反映了广义走廊矫正后相比于矫正前对过渡走廊平均跟踪误差的改善程度, 仿真数据如表 2 所示。由表 2 可知, 在相同模态转换时间下 (20 s 和 15 s), 虽然基于矫正前后的广义走廊均可完成模态转换, 但误差因子约为 12%, 说明矫正后广义走廊将对过渡走廊的最大平均跟踪误差减小 80% 以上; 当把模态转换时间由 20 s 缩短一半至 10 s 时, 基于矫正后广义走廊进行模态转换

与矫正前 20 s 相比, 过渡走廊的最大跟踪误差仍小于后者; 当模态转换时间缩短至 10 s 及 5 s 时, 基于矫正前广义走廊的模态转换失败, 而基于矫正后广义走廊的模态转换均能顺利完成。

最后, 基于在线增益调度算法和矫正后广义走廊, 对该倾转旋翼无人机气动系数 C_D 、 C_L 及力矩系数 C_m 引入负 10% 摄动进行仿真, 模态转换时间为 20 s, 结果如图 7 所示。

表 2 广义走廊矫正前后仿真数据对比

Table 2 Comparison of simulation data before and after correction of generalized corridor

广义走廊	时间/s	$\Delta H_{\max} / \text{m}$	$\Delta V_{x\max} / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	$\Delta V_{y\max} / (\text{m} \cdot \text{s}^{-1})$	误差因子/%
矫正前	20	0.246 0	1.194 5	0.749 4	12.05
矫正后	20	0.028 5	0.224 7	0.043 1	
矫正前	15	0.292 3	1.484 3	0.790 4	12.55
矫正后	15	0.059 8	0.157 5	0.052 1	
矫正前	10				不可用
矫正后	10	0.220 3	0.142 4	0.265 0	
矫正前	5				不可用
矫正后	5	1.302 8	4.136 5	3.404 2	

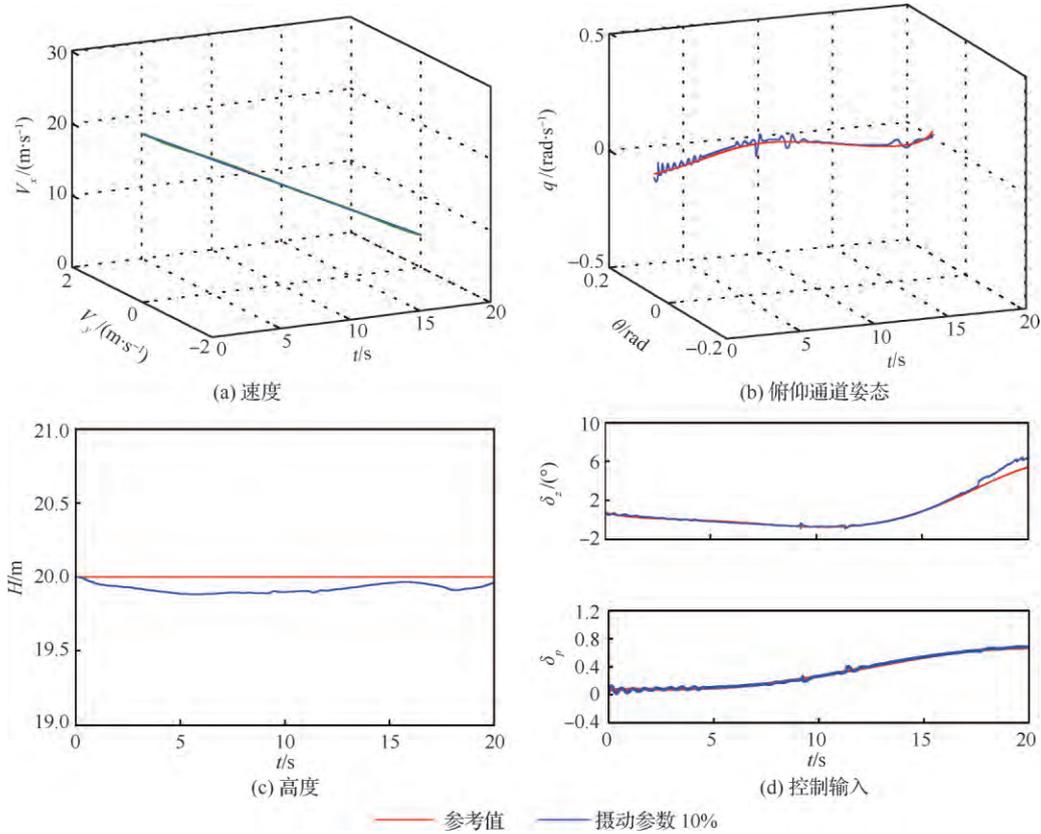


图 7 参数摄动模态转换

Fig. 7 Mode conversion with parameter perturbation

由图7可知,当发生10%参数摄动时,倾转旋翼无人机仍能跟踪过渡走廊,顺利完成模态转换,表明控制器具有良好的鲁棒性能。

综上所述,本文的在线增益调度算法能够实现过渡走廊的跟踪控制,矫正后的广义走廊可显著减小对过渡走廊的跟踪误差且能够缩短模态转换时间。

4 结论

1) 针对电动倾转旋翼机的模态转换控制问题,考虑了模态转换过程中过渡走廊的时变特征,设计两步法配平策略对原配平工作点进行矫正,减小了系统实际工作点相对于配平工作点的偏离程度,从而降低了线性化方法所带来的保守性,有利于提高增益调度控制器的稳定性。当基于未矫正工作点把跟踪问题转化为镇定问题时,未考虑被跟踪轨迹所蕴含的时变动态特征,所设计控制器只能解决较慢变的跟踪问题;反之,基于矫正后的工作点,可在一定程度上提高控制器的稳定性,且使其在跟踪相对快变的指令时仍然有效。

2) 基于矫正后广义走廊控制电动倾转旋翼机模态转换,可有效减小对过渡走廊的跟踪误差。当需要在较短的时间内快速完成模态转换时,基于矫正后的广义走廊更具优势,能够在较小的跟踪误差条件下,快速完成模态转换。

在线增益调度算法存在轻微抖振问题,下一步将围绕在线增益调度算法的抖振抑制和控制增益在线优化等问题展开研究,期望得到可靠性高且易于工程应用的电动倾转旋翼机模态转换控制方法。

参 考 文 献

- [1] HIRSCHBERG M J. An overview of the history of vertical and/or short take-off and landing (V/STOL) aircraft [EB/OL]. (2006-03-31) [2017-06-20]. http://www.pra.org/publicdl/Articles%20General/history_over-view_brief.pdf.
- [2] YEO H, JOHNSON W. Performance and design investigation of heavy lift tilt rotor with aerodynamic interference effects[J]. *Journal of Aircraft*, 2009, 46(4): 1231-1239.
- [3] AHN O S, KIM J M, LIM C H. Smart UAV research program status update: Achievement of tilt rotor technology development and vision ahead[C]// ICAS 27th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences, 2010: 4285-4292.
- [4] 陈恒, 左晓阳, 张玉琢. 倾转旋翼飞机技术发展研究[J]. *飞行力学*, 2007, 25(1): 5-8.
CHEN H, ZUO X Y, ZHANG Y Z. Tilt rotor aircraft key technology developing research[J]. *Flight Dynamics*, 2007, 25(1): 5-8(in Chinese).
- [5] ZHAO W, UNDERWOOD C. Robust transition control of a martian coaxial tilt rotor aerobot[J]. *Acta Astronautica*, 2014, 99: 111-129.
- [6] MOORE M D. Personal air vehicles: A rural/regional and intra-urban on-demand transportation system[J]. *AIAA Journal*, 2003, 41(7): 2646-2665.
- [7] LI H X, QU X J, WANG W J. Multi-body motion modeling and simulation for tilt rotor aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2010, 23(4): 415-422.
- [8] ZHANG Y, YE L, YANG S. Numerical study on flow fields and aerodynamics of tilt rotor aircraft in conversion mode based on embedded grid and actuator model[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2015, 28(1): 93-102.
- [9] 王伟, 段卓毅, 周林. 倾转旋翼机设计特点及难点浅析[J]. *航空科学技术*, 2015, 26(3): 1-4.
WANG W, DUAN Z Y, ZHOU L. Brief analysis on the design features and difficulties of tilt rotor [J]. *Aeronautical Science and Technology*, 2015, 26(3): 1-4(in Chinese).
- [10] 王奇, 吴文海. 一种非线性自适应切换控制混合方法及其在倾转旋翼机上的应用[J]. *航空学报*, 2015, 36(10): 3359-3369.
WANG Q, WU W H. A nonlinear adaptive switching control blending method and its application to tilt rotor [J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2015, 36(10): 3359-3369(in Chinese).
- [11] 严旭飞, 陈仁良. 倾转旋翼机动态倾转过渡过程的操纵策略优化[J]. *航空学报*, 2017, 38(7): 54-64.
YAN X F, CHEN R L. Control strategy optimization of dynamic conversion procedure of tilt rotor aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(7): 54-64(in Chinese).
- [12] 夏青元, 徐锦法, 张梁. 倾转旋翼飞行器无模型自适应姿态控制[J]. *系统工程与电子技术*, 2013, 35(1): 146-151.
XIA Q Y, XU J F, ZHANG L. Model-free adaptive attitude controller for a tilt rotor aircraft[J]. *Systems Engineering and Electronics*, 2013, 35(1): 146-151(in Chinese).
- [13] RYSDYK R T, CALISE A J. Adaptive model inversion flight control for tilt rotor aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1999, 22(3): 402-407.
- [14] 孙杰, 杨军. 倾转旋翼机过渡段控制器的 μ 综合设计方法[J]. *飞行力学*, 2008, 26(3): 41-43.

- SUN J, YANG J. Design of flight control system for tilt rotor conversion using μ synthesis[J]. *Flight Dynamics*, 2008, 26(3): 41-43(in Chinese).
- [15] YANG X L, FANG Y, ZHU J H. Transition flight control of two vertical/short takeoff and landing aircraft[J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(2): 371-385.
- [16] 孙振, 汪锐, 周文雅. 倾转旋翼机过渡飞行模式的有限时间切换控制[J]. *控制与决策*, 2018, 33(2): 381-384.
SUN Z, WANG R, ZHOU W Y. Finite-time switching control for flight mode transition of tilt rotors[J]. *Control and Decision*, 2018, 33(2): 381-384(in Chinese).
- [17] FU R, SUN H F, ZENG J P. Exponential stabilisation of nonlinear parameter-varying systems with applications to conversion flight control of a tilt rotor aircraft[J]. *International Journal of Control*, 2018(1): 1-11.
- [18] FLORES G, LOZANO R. A nonlinear control law for hover to level flight for the quad tilt rotor UA-V[C]// *Proceedings of the 19th World Congress, the International Federation of Automatic Control (IFAC 2014)*, 2014; 11055-11059.
- [19] LIU Z, HE Y Q, YANG L Y, et al. Control techniques of tilt rotor unmanned aerial vehicle systems: A review [J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2017, 30(1): 135-148.
- [20] SONG Y G, WANG H J. Design of flight control system for a small unmanned tilt rotor aircraft[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2009, 22(3): 250-256.
- [21] 陈永, 龚华军, 王彪. 倾转旋翼机过渡段纵向姿态控制技术[J]. *飞行力学*, 2011, 29(1): 30-33.
CHEN Y, GONG H J, WANG B. Research on longitudinal attitude control technology of tilt rotor during transition[J]. *Flight Dynamics*, 2011, 29(1): 30-33(in Chinese).
- [22] 陈琦, 江涛, 史凤鸣, 等. 倾转三旋翼无人机过渡模式纵向姿态控制[J]. *飞行力学*, 2016, 34(6): 49-53.
CHEN Q, JIANG T, SHI F M, et al. Longitudinal attitude control for a tilt tri-rotor UAV in transition mode [J]. *Flight Dynamics*, 2016, 34(6): 49-53(in Chinese).
- [23] SATO M, MURAOKA K. Flight controller design and demonstration of quad-tilt-wing unmanned aerial vehicle [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014, 38(6): 1071-1082.
- [24] DICKESON J J, MILES D, CIFDALOZ O, et al. Robust LPV H_∞ gain-scheduled hover-to-cruise conversion for a tilt-wing rotorcraft in the presence of CG variations[C]// *Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2007: 2773-2778.
- [25] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Model predictive hovering-translation control of an unmanned tri-tilt-rotor[C]// *2013 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA)*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2013; 5425-5432.
- [26] LEITH D J, LEITHEAD W E. Survey of gain-scheduling analysis and design[J]. *International Journal of Control*, 2000, 73(11): 1001-1025.
- [27] SHAMMA J S, ATHANS M. Gain scheduling: Potential hazards and possible remedies[J]. *IEEE Control Systems*, 1992, 12(3): 101-107.
- [28] DAI C, BAI H H, ZENG J P. Nonlinear stabilization control of tilt rotor UAV during transition flight based on HOSVD[C]// *Proceedings of 2016 IEEE Chinese Guidance, Navigation and Control Conference*. Piscataway, NJ: IEEE Press, 2016: 154-159.
- [29] 贾英民. 鲁棒 H_∞ 控制[M]. 北京: 科学出版社, 2007: 128-131.
JIA Y M. Robust H_∞ control [M]. Beijing: Science Press, 2007: 128-131(in Chinese).
- [30] SHAHRUZ S M, BEHTASH S. Design of controllers for linear parameter-varying systems by the gain-scheduling technique[J]. *Journal of Mathematical Analysis and Applications*, 1992, 168(1): 195-217.
- [31] MARCOS A. A gain scheduled H-infinity controller for a re-entry benchmark [C]// *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference*. Reston, VA: AIAA, 2010: 7567-7581.
- [32] 宋磊, 杨剑影, 段志生. 多模型切换系统 H_∞ 鲁棒控制器的设计与应用[J]. *控制理论与应用*, 2010, 27(11): 1531-1536.
SONG L, YANG J Y, DUAN Z S. Design and application of H-infinity robust controller for multi-model switching system[J]. *Control Theory & Applications*, 2010, 27(11): 1531-1536(in Chinese).

(责任编辑: 李明敏)

Mode conversion of electric tilt rotor aircraft based on corrected generalized corridor

LU Linhong¹, FU Rong¹, WANG Yong², ZENG Jianping¹*^{*}

1. School of Aerospace Engineering, Xiamen University, Xiamen 361005, China

2. Research Institute of Unmanned Aerial Vehicle, Beihang University, Beijing 100083, China

Abstract: The control problem of mode conversion of electric tilt rotor aircraft is studied in this paper based on the corrected generalized corridor and online gain-scheduling method. Considering the drawbacks of the traditional trimming approach which omits the dynamic time-varying factors during the conversion process, a new two-step trimming strategy is proposed, that is, correcting the operating points first and then obtaining the corrected generalized corridor. As a result, the deviation between the trim condition and the real operating points of the system is reduced, and hence the performance of the gain-scheduling control is improved. Furthermore, as the workload of designing the conversion controller with the traditional gain-scheduling method is heavy, we develop an online gain-scheduling algorithm to avoid the fitting procedure. Simulation of a small electric tilt rotor Unmanned Aerial Vehicle (UAV) shows that the tilt rotor UAV can complete the mode conversion flight fastly and steadily. It is also found that the average tracking error of the conversion corridor can be reduced significantly with the corrected generalized corridor.

Keywords: tilt rotor aircraft; mode conversion; conversion corridor; generalized corridor; correction; online gain-scheduling

Received: 2017-11-30; Revised: 2018-03-17; Accepted: 2018-03-23; Published online: 2018-04-02 11:16

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20180804.html>

Foundation items: National Natural Science Foundation of China (61673325,61374037)

* Corresponding author. E-mail: jpzeng@xmu.edu.cn